

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2002-115847

(43)Date of publication of application : 19.04.2002

(51)Int.Cl.

F23R 3/14

F23R 3/28

F23R 3/34

(21)Application number : 2001-226897

(71)Applicant : GENERAL ELECTRIC CO <GE>

(22)Date of filing : 27.07.2001

(72)Inventor : PRITCHARD BYRON ANDREW JR

DANIS ALLEN MICHAEL

FOUST MICHAEL JEROME

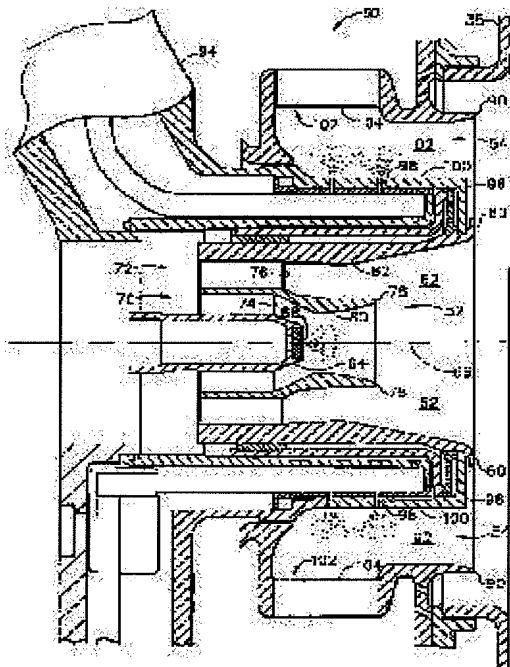
DURBIN MARK DAVID

MONGIA HUKAM CHAND

(30)Priority

Priority number : 2000 675664 Priority date : 29.09.2000 Priority country : US

(54) MULTIPLE ANNULAR COMBUSTION CHAMBER SWIRLER HAVING SPRAY PILOT



(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To prevent formation of a hot spot and a cold spot in a combustion chamber (32) of a gas turbine engine.

SOLUTION: Each of swirlers (70 and 72) swirls air flowing through the respective swirlers (70 and 72) and has a plurality of blades (74 and 76) to mix together air and liquid drops of fuel fed by a pilot fuel nozzle (64). Main mixers (54 and 112) swirl air, flowing through a plurality of fuel injection ports (98), and a plurality of blades (104, 108, and 120) are provided to mix together air and liquid drops of fuel fed through the fuel injection port (98). Swirlers (102, 114, and 116) situated upstream of a plurality of the fuel injection ports (98) are included.

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11)特許出願公開番号
特開2002-115847
(P2002-115847A)

(43)公開日 平成14年4月19日 (2002. 4. 19)

(51)Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	テーマコード*(参考)
F 2 3 R 3/14		F 2 3 R 3/14	
3/28		3/28	B
3/34		3/34	

審査請求 未請求 請求項の数 8 O L 外国語出願 (全 25 頁)

(21)出願番号	特願2001-226897(P2001-226897)	(71)出願人	390041542 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ GENERAL ELECTRIC CO MPANY アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スネ クタデイ、リバーロード、1番
(22)出願日	平成13年7月27日(2001. 7. 27)	(72)発明者	バイロン・アンドリュウ・ブリッチャー ド、ジュニア アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブラン ド、ビーチ・ロード、324番
(31)優先権主張番号	0 9 / 6 7 5 6 6 4	(74)代理人	100093908 弁理士 松本 研一
(32)優先日	平成12年9月29日(2000. 9. 29)		
(33)優先権主張国	米国 (U S)		

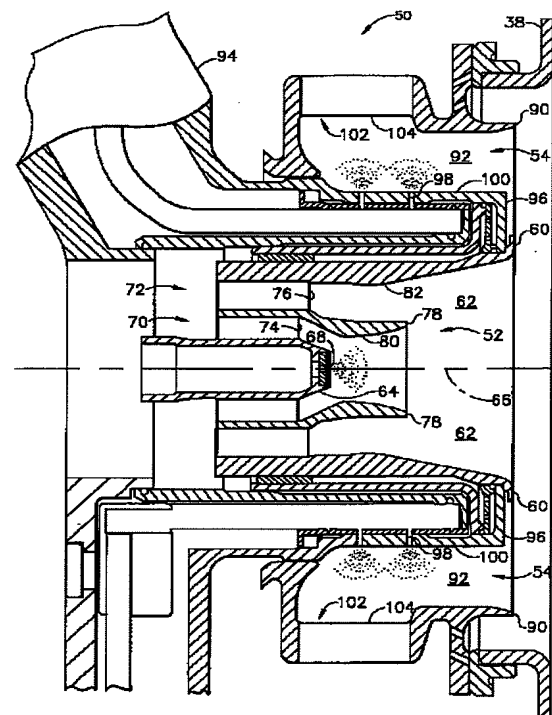
最終頁に続く

(54)【発明の名称】 噴霧パイロットを有する多重環状燃焼チャンバスワアラ

(57)【要約】

【課題】 ガスタービンエンジンの燃焼チャンバ (32) 内でホットスポット、コールドスポットが形成されることを防止する。

【解決手段】 スワアラ (70, 72) の各々は、それぞれのスワアラ (70, 72) を通って流れる空気を旋回させ、空気とパイロット燃料ノズル (64) により供給される燃料の液滴とを混合するための複数の羽根 (74, 76) を有する。主ミキサ (54, 112) は、複数の燃料噴射ポート (98) を通って流れる空気を旋回させ、空気と燃料噴射ポート (98) により供給される燃料の液滴とを混合するための複数の羽根 (104, 118, 120) を有する、複数の燃料噴射ポート (98) の上流に設置されたスワアラ (102, 114, 116) を含む。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】 ガスタービンエンジンの燃焼チャンバ（32）に用いられるミキサ組立体（50，110）であって、中空内部（62）を有する環状のパイロットハウジング（60）、該ハウジング（60）に取り付けられ、該パイロットハウジング（60）の前記中空内部（62）に燃料の液滴を供給するようになっているパイロット燃料ノズル（64）、及び該パイロット燃料ノズル（64）の上流に設置された複数の同心に取り付けられた軸流スワラ（70，72）を含み、該複数のスワラ（70，72）の各々が、それぞれのスワラ（70，72）を通して流れる空気を旋回させ、空気と前記パイロット燃料ノズル（64）により供給される燃料の液滴とを混合するための複数の羽根（74，76）を有しているパイロットミキサ（52）と、前記パイロットハウジング（60）を囲繞し、環状の空洞（92）を形成する主ハウジング（90）、前記空洞（92）に燃料を導入するための複数の燃料噴射ポート（98）、及びそれを通して流れる空気を旋回させ、空気と前記燃料噴射ポート（98）により供給される燃料の液滴とを混合するための複数の羽根（104，118，120）を有する、前記複数の燃料噴射ポート（98）の上流に設置されたスワラ（102，114，116）を含む主ミキサ（54，112）と、を含むことを特徴とする組立体（50，110）。

【請求項 2】 前記主ミキサスワラ（102，114，116）は、ラジアルスワラであることを特徴とする請求項 1 に記載のミキサ組立体（50，110）。

【請求項 3】 前記パイロットミキサ（52）と前記主ミキサ（54，112）との間に設置される燃料マニホールド（94）をさらに含み、前記主ミキサ空洞（92）中に燃料を導入するための前記複数の燃料噴射ポート（98）は、前記燃料マニホールド（94）の外部表面（100）に設置されることを特徴とする請求項 1 に記載のミキサ組立体（50，110）。

【請求項 4】 前記パイロットミキサ（52）中で前記複数のスワラ（70，72）の少なくとも 2 つの間に設置された隔壁（78）をさらに含み、該隔壁は前記スワラ（70，72）から下流の収束する内側表面（80）を有することを特徴とする請求項 1 に記載のミキサ組立体（50，110）。

【請求項 5】 前記隔壁（78）は、前記収束する表面（80）の下流の末広りの内側表面（80）を有することを特徴とする請求項 4 に記載のミキサ組立体（50，110）。

【請求項 6】 前記パイロットハウジング（60）は、前記パイロットミキサ燃料ノズル（64）と前記主ハウジング（90）との間の開けた視界を遮ることを特徴とする請求項 1 に記載のミキサ組立体（50，110）。

【請求項 7】 前記主ミキサスワラ（114）は、第 1 のスワラ（114）であり、前記主ミキサ（112）は、前記複数の燃料噴射ポート（98）の上流に設置された第 2 のスワラ（116）を含み、該第 2 のスワラ（116）は、該第 2 のスワラ（116）を通して流れる空気を旋回させ、空気と前記複数の燃料噴射ポート（98）により供給される燃料の液滴とを混合するための複数の羽根（120）を有することを特徴とする請求項 1 に記載のミキサ組立体（110）。

【請求項 8】 燃焼チャンバ（32）と組み合わされたミキサ組立体（50，110）であって、前記燃焼チャンバ（32）の外側境界を形成する環状の外側ライナ（34）と、前記外側ライナ（34）の内側に取り付けられ、前記燃焼チャンバ（32）の内側境界を形成する環状の内側ライナ（36）と前記外側ライナ（34）及び前記内側ライナ（36）の上流に取り付けられ、前記燃焼チャンバ（32）の上流端を形成する環状のドーム（38）とを含み、

燃料及び空気の混合気を前記燃焼チャンバ（32）に供給するために、前記ドームに取り付けられる、ことを特徴とする請求項 1 に記載のミキサ組立体（50，110）。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】 本発明は、一般的にガスタービンエンジン燃焼器に関し、より具体的には、多重インジェクタを有するミキサを備える燃焼器に関する。

【0002】

【従来の技術】 燃料及び空気は、航空機エンジンの燃焼器中で混合され燃焼して、流路ガスを加熱する。燃焼器は、燃料及び空気が混合され燃焼する環状の燃焼チャンバを形成する外側ライナ及び内側ライナを含む。燃焼チャンバの上流端に取り付けられたドームは、燃料及び空気を混合するためのミキサを含む。ミキサの下流に取り付けられた点火装置は、混合気に点火し、混合気は燃焼チャンバ中で燃焼する。

【0003】 政府機関及び産業組織は、航空機からの窒素酸化物（NO_x）、未燃炭化水素（HC）、及び一酸化炭素（CO）のエミッションを規制する。これらエミッションは、一般的に燃焼器中で生成されるが、高い火炎温度により生成するものと低い火炎温度により生成するものと 2 種類に分かれる。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】 エミッションを最小にするためには、反応物質が良く混合されて、燃焼が、NO_x エミッションを増大させるホットスポットも CO 及び HC エミッションを増大させるコールドスポットもない状態で、混合気全体にわたって均等に起こるようにしなければならない。従って、産業界には、混合を改善し

てエミッションを減少させる燃焼器に対する必要性がある。

【0005】図1に示すようなリッチ型ドーム燃焼器10などの一部の従来技術の燃焼器は、燃焼器の上流端14に隣接してリッチな燃料空気比を供給するミキサ12を有する。燃焼器10中の希釈孔16を通して追加の空気が添加されるので、上流端14に対向する燃焼器の下流端18では、燃料空気比はリーンである。エンジン効率を改善し燃料消費を減らすために、燃焼器設計者は、今までガスタービンエンジンの運転圧力比を増大してきた。しかしながら、運転圧力比が増大するにつれて、燃焼器温度が高くなる。結局は、温度及び圧力は、燃料空気反応が混合よりも非常に速く起こる閾値に達する。このことが、結果として局所的なホットスポットを生じ、NO_xエミッションを増大させる。

【0006】図2に示すようなリーン型ドーム燃焼器20は、局所的なホットスポットを防止する潜在能力を有する。これら燃焼器20は、燃焼器が異なる条件で作動するように調整可能な2列のミキサ22、24を有する。外側の列のミキサ24は、アイドリング状態時に効率的に作動するように設計されている。離陸や巡航などのより高出力設定時には、両方の列のミキサ22、24が用いられるが、燃料及び空気の大部分は内側の列のミキサに供給される。内側ミキサ22は、高出力設定時に低NO_xエミッションで最も効率的に作動するように設計されている。内側及び外側ミキサ22、24は、最適の状態に調整されてはいるが、ミキサの間の領域は、増大したHC及びCOエミッションを発生するコールドスポットを生じる可能性がある。

【0007】

【課題を解決するための手段】本発明の幾つかの特徴のうち、注目されてよいのは、ガスタービンエンジンの燃焼チャンバに用いられるミキサ組立体が備えられることである。組立体は、パイロットミキサ及び主ミキサを含む。パイロットミキサは、中空内部を有する環状のパイロットハウジング、ハウジングに取り付けられ、パイロットハウジングの中空内部に燃料の液滴を供給するようになっているパイロット燃料ノズル、及びパイロット燃料ノズルの上流に設置された複数の同心に取り付けられた軸流スワローを含む。スワローの各々は、それぞれのスワローを通して流れる空気を旋回させ、空気とパイロット燃料ノズルにより供給される燃料の液滴とを混合するための複数の羽根を有する。主ミキサは、パイロットハウジングを囲繞し、環状の空洞を形成する主ハウジング、空洞に燃料を導入するための複数の燃料噴射ポート、及びそれを通して流れる空気を旋回させ、空気と燃料噴射ポートにより供給される燃料の液滴とを混合するための複数の羽根を有する、複数の燃料噴射ポートの上流に設置されたスワローを含む。

【0008】本発明の他の特徴は、一部は自明であり、

また一部は以下の記載から明らかになるであろう。

【0009】

【発明の実施の形態】対応する参照符号は、図面の幾つかの図全体を通して対応する部品を示す。

【0010】図面、特に図3を参照すると、本発明の燃焼器は、その全体を参照番号30で示す。燃焼器30は、その中で燃焼器空気が燃料と混合され燃焼される燃焼チャンバ32を有する。燃焼器30は、外側ライナ34及び内側ライナ36を含む。外側ライナ34は、燃焼チャンバ32の外側境界を形成し、また内側ライナ36は、燃焼チャンバの内側境界を形成する。外側ライナ34及び内側ライナ36の上流に取り付けられた、全体を38で示す環状のドームは、燃焼チャンバ32の上流端を形成する。ミキサ組立体またはミキサは、全体を50で示され、ドーム38上に設置される。本発明のミキサ50は、燃料及び空気の混合気を燃焼チャンバ32に供給する。燃焼チャンバ30の他の特徴は従来のものと同じであるので、これ以上詳細には説明しない。

【0011】図4に示すように、各ミキサ組立体50は一般的に、全体を52で示すパイロットミキサ、及びパイロットミキサを囲繞する全体を54で示す主ミキサを含む。パイロットミキサ52は、中空内部62を有する環状のパイロットハウジング60を含む。全体を64で示すパイロット燃料ノズルが、ミキサ50の中心線66に沿ってハウジング60内に取り付けられる。ノズル64は、パイロットハウジング60の中空内部62中に燃料の液滴を供給するようになっている燃料インジェクタ68を含む。燃料インジェクタ68には、参考文献として本明細書に組み込まれる米国特許第5,435,884号に記載されたようなインジェクタを含むことができる。

【0012】パイロットミキサ52はまた、パイロット燃料ノズル64の上流にそれぞれ設置された、複数の羽根74、76を有する全体を70、72で示す一对の同心に取り付けられた軸流スワローを含む。スワロー70、72は、本発明の技術的範囲から逸脱することなく、異なる数の羽根74、76を備えることができるが、1つの実施形態において、内側パイロットスワローは10個の羽根を有し、また外側パイロットスワローは10個の羽根を有する。羽根74、76の各々は、ミキサ50の中心線66に対して斜めになっており、パイロットスワロー52を通して流れる空気を旋回させ、空気はパイロット燃料ノズル64により供給される燃料の液滴と混合し、エンジンの点火及び低出力設定時に最適な燃焼をするように選択された燃料空気混合気を生成する。開示した実施形態のパイロットミキサ52には、2つの軸流スワロー70、72が備えられてはいるが、ミキサは、本発明の技術的範囲から逸脱することなく、それより多くのスワローを備えることが可能であることは当業者には明らかであろう。さらに当業者には明らかな

ように、スワラ70、72は、空気を同じ方向かまたは反対の方向に旋回させるいずれかの構成とすることができる。さらに、パイロット内部62は、低出力状態においてすぐれた点火特性、リーン安定性、及び低CO及びHCエミッションをもたらすような寸法に作られることが可能であり、またパイロット内側及び外側スワラ70、72の空気流及び旋回角度も、それらをもたらすように選択することが可能である。

【0013】円筒形の隔壁78は、スワラ70、72の間に設置され、内側スワラ70を通して流れる空気流を外側スワラ72を通して流れる空気流から分離する。隔壁78は、低出力性能に役立つ燃料フィルム表面をもたらす鼓状の内側表面80を有する。さらに、ハウジング60は、パイロット空気を主ミキサ空気流と混合するために制御された拡散をもたらすようになっている全体的に末広がりの内側表面82を有する。拡散はまた、パイロットミキサ52を通過する空気の軸方向速度を減少させ、高温ガスの再循環がパイロット火炎を安定させることを可能にする。

【0014】主ミキサ54は、パイロットハウジング60を囲繞し、環状の空洞92を形成する主ハウジング90を含む。環状のハウジング96を有する燃料マニホルド94が、パイロットハウジング60と主ハウジング90との間に取り付けられる。マニホルド94は、その外部表面100に複数の燃料噴射ポート98を有し、燃料を主ミキサ54の空洞92中に導入する。マニホルド94は、本発明の技術的範囲から逸脱することなく、異なる数のポート98を備えることができるが、1つの実施形態において、マニホルドは、20個の均等に間隔を置いて配置されたポートから成る前列及び20個の均等に間隔を置いて配置されたポートから成る後列を有する。図4に示す実施形態では、ポート98は2つの円周方向の列に配列されるが、これらポートは、本発明の技術的範囲から逸脱することなく、他の構成で配列されることができることは当業者には明らかであろう。当業者には明らかなように、主ミキサ空洞に沿って異なる軸方向位置にある2列の燃料インジェクタポートを用いることで、様々な条件下で低NO_xかつ完全燃焼を達成するように燃料空気混合の度合いを柔軟に調整できるようになる。さらに、各列の多数の燃料噴射ポートが、良好な円周方向の燃料空気の混合をもたらす。さらに、列の異なる軸方向位置は、燃焼不安定性を防止するように選択することができる。

【0015】燃料マニホルド94の環状のハウジング96をパイロットミキサ52と主ミキサ54の間に設置することで、ミキサは物理的に分離される。さらに、パイロットハウジング60及び燃料マニホルド94は、パイロットミキサ燃料ノズル64と主ハウジング空洞92との間の開けた視界を遮る。従って、パイロットミキサ52は、パイロットの作動時に主ミキサ54から覆い隠さ

れ、パイロット性能安定性及び効率を向上させ、かつCO及びHCエミッションを減少させる。さらに、パイロットハウジング60は、パイロット火炎の主ミキサ54空気流への拡散及び混合を制御することでパイロット燃料の完全な燃焼を可能にするように形づくられる。これも当業者には明らかであろうが、パイロットミキサ52と主ミキサ54との間の間隔は、高出力及び低出力での点火特性、燃焼安定性を向上させ、また低出力状態でのCO及びHCエミッションを減少させるように選択されることができる。

【0016】主ミキサ54はまた、複数の燃料噴射ポート98の上流に設置されたスワラ102を含む。主スワラ102は、本発明の技術的範囲から逸脱することなく、他の構成を備えることができるが、1つの実施形態において、主スワラは、複数の半径方向に斜めになった羽根を有するラジアルスワラであり、スワラ102を通して流れる空気を旋回させ、空気とマニホルドハウジング96のポート98により供給される燃料の液滴とを混合し、エンジンの高出力設定時に最適な燃焼をするように選択された燃料空気混合気を生成する。スワラ102は、本発明の技術的範囲から逸脱することなく、異なる数の羽根104を備えることができるが、1つの実施形態において、主スワラは32個の羽根を備える。主ミキサ54は、リーン空気燃料混合気で運転することと、燃料及び空気の予混合を最大にすることにより高出力状態で低NO_xを達成するように主として設計される。主ミキサ54のラジアルスワラ102は、半径方向の羽根104を通して入ってくる空気を旋回させて、燃焼器30の基本的な流れ区域を確立する。燃料は、主スワラ102の下流の旋回する空気流中に半径方向外方に噴射され、その出口から上流の主ミキサ空洞92内で完全な混合が可能になる。この旋回する混合気は、燃焼器チャンバ32に入り、そこで完全に燃焼される。

【0017】図5に示すミキサ110の第2実施形態は、複数の燃料噴射ポート96の上流に設置された、全体を114、116で示す2つのスワラを有する主ミキサ112を含む。スワラ114、116の各々は、それぞれ複数の羽根118、120を有し、それぞれのスワラを通して流れる空気を旋回させ、空気とマニホルド94内のポート96により供給される燃料の液滴とを混合し、エンジンの高出力設定時に最適な燃焼をするように選択された燃料空気混合気を生成する。スワラ114、116は、本発明の技術的範囲から逸脱することなく、異なる数の羽根118、120を備えることができるが、1つの実施形態において、前方主スワラは32個の羽根を備え、また後方主スワラは32個の羽根を備える。両方のスワラ114、116はラジアルスワラであり、羽根118、120の各々は、半径方向に斜めになった羽根である。当業者には明らかなよう

に、スワラ 114, 116 は、空気を同じ方向または反対方向に旋回させるいずれかに構成することができる。しかしながら、逆回転させるスワラ 114, 116 は、主ミキサ空洞 92 内の渦流及び混合を増大し、そのことにより主ミキサ燃料空気の予混合を改善し、NO_x エミッションを減少させることになる。第 2 実施形態のミキサは、他の全ての点で第 1 実施形態のミキサ 50 と同一であるので、これ以上詳細には述べない。

【0018】運転中、安定性及び低 CO/HC エミッションが重要である始動及び低出力状態時には、パイロットミキサのみが燃料を供給される。主ミキサは、離陸、上昇、及び巡航状態を含む高出力運転時に燃料が供給される。パイロットミキサと主ミキサの間の燃料分割が、優れた効率及び低 NO_x エミッションをもたらすように選択されるが、このことは当業者には明らかであろう。

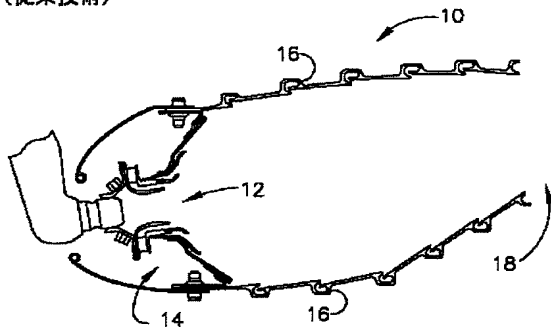
【0019】本発明またはその好ましい実施形態の要素を説明する際に、「単一の」、「複数の」あるいは「多数の」などの数詞の特定がない限り、1 つまたはそれ以上の要素があることを意味することを意図している。

「含む」、「備える」及び「持つ」は、包括的であることを意図し、列挙された要素の他に追加の要素があってもよいことを意味する。

【0020】本発明の技術的範囲から逸脱することなく上記の構成に様々な変更が加えられ得るので、上記記述に含まれるかまたは添付の図面に示す全ての事柄は、例示として解釈されるものであって、限定する意味で解釈してはならない。

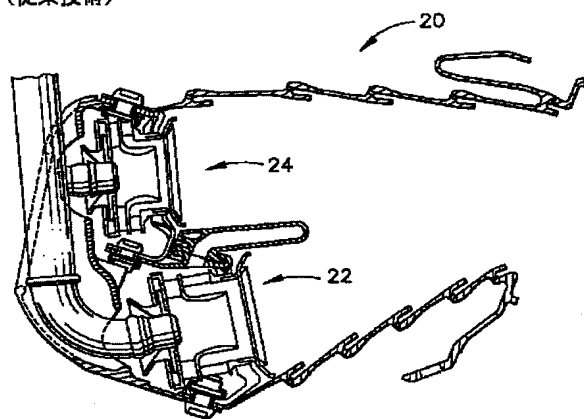
【図 1】

(従来技術)



【図 2】

(従来技術)



【図面の簡単な説明】

【図 1】 従来のリッチ型ドーム燃焼器の上半分の垂直断面図。

【図 2】 従来のリーン型ドーム燃焼器の上半分の垂直断面図。

【図 3】 本発明の燃焼器の上半分の垂直断面図。

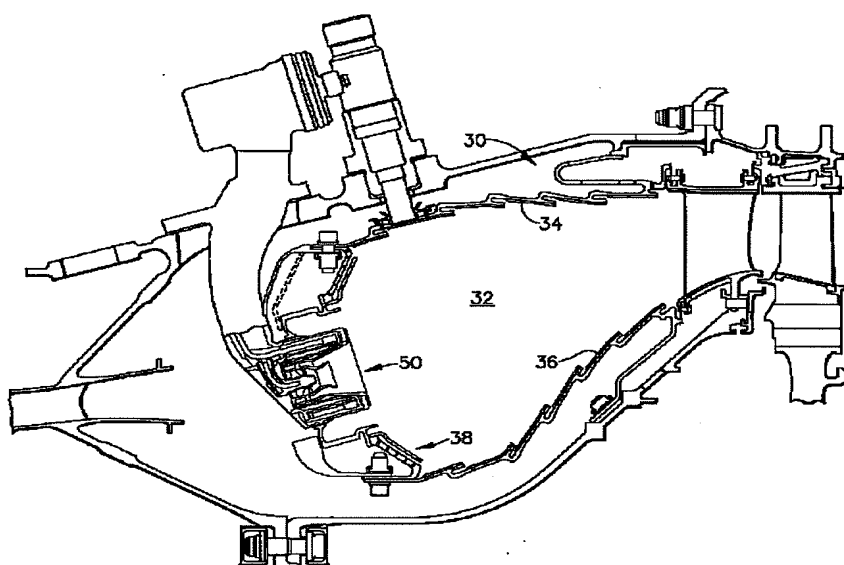
【図 4】 本発明の第 1 実施形態のミキサ組立体の垂直断面図。

【図 5】 本発明の第 2 実施形態のミキサ組立体の垂直断面図。

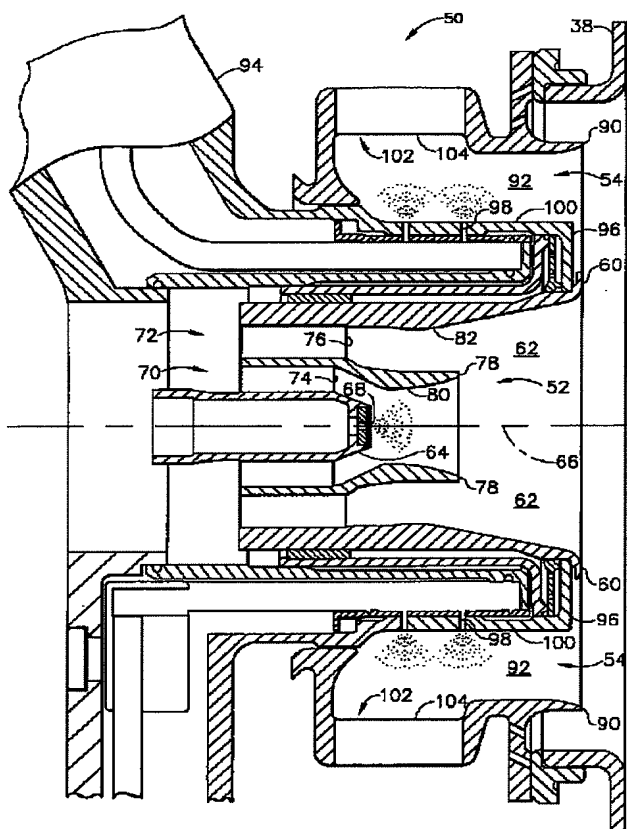
【符号の説明】

- 38 環状のドーム
- 50 ミキサ組立体
- 52 パイロットミキサ
- 54 主ミキサ
- 60 パイロットハウジング
- 62 パイロットハウジングの中空内部
- 64 パイロット燃料ノズル
- 68 燃料インジェクタ
- 70、72 軸流スワラ
- 78 隔壁
- 90 主ハウジング
- 92 主ハウジングの環状の空洞
- 94 燃料マニホルド
- 96 燃料マニホルドの環状のハウジング
- 98 燃料噴射ポート
- 102 ラジアルスワラ

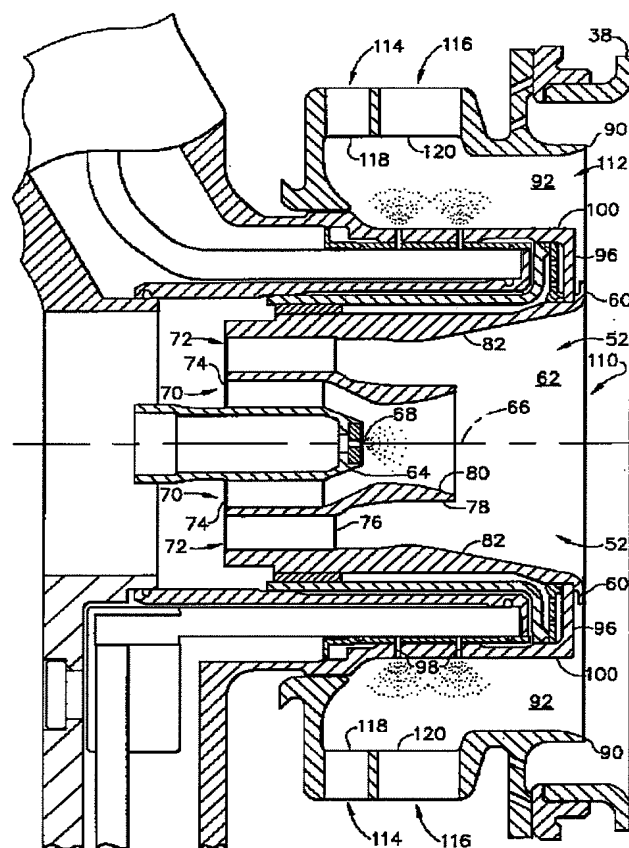
【図 3】



【図 4】



【図 5】



フロントページの続き

- (72)発明者 アレン・マイケル・ダニス
アメリカ合衆国、オハイオ州、メイソン、
チャールストン・バレー・ドライブ、8463
番
- (72)発明者 マイケル・ジェローム・フォウスト
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・
チェスター、キルケニー・ドライブ、7356
番

- (72)発明者 マーク・デビッド・ダルビン
アメリカ合衆国、オハイオ州、スプリング
ボロ、ジャン・ドライブ、250番
- (72)発明者 ヒュカム・チャンド・モンギア
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・
チェスター、キングフィッシャー・レー
ン、8006番

【外国語明細書】

1. Title of Invention

MULTIPLE ANNULAR COMBUSTION CHAMBER SWIRLER
HAVING ATOMIZING PILOT

2. Claims

1. A mixer assembly (50, 110) for use in a combustion chamber (32) of a gas turbine engine, said assembly (50, 110) comprising:

a pilot mixer (52) including an annular pilot housing (60) having a hollow interior (62), a pilot fuel nozzle (64) mounted in the housing (60) and adapted for dispensing droplets of fuel to the hollow interior (62) of the pilot housing (60), and a plurality of concentrically mounted axial swirlers (70, 72) positioned upstream from the pilot fuel nozzle (64), each of said plurality of swirlers (70, 72) having a plurality of vanes (74, 76) for swirling air traveling through the respective swirler (70, 72) to mix air and the droplets of fuel dispensed by the pilot fuel nozzle (64); and

a main mixer (54, 112) including a main housing (90) surrounding the pilot housing (60) and defining an annular cavity (92), a plurality of fuel injection ports (98) for introducing fuel into the cavity (92), and a swirler (102, 114, 116) positioned upstream from the plurality of fuel injection ports (98) having a plurality of vanes (104, 118, 120) for swirling air traveling through the swirler (102, 114, 116) to mix air and the droplets of fuel dispensed by the fuel injection ports (98).

2. A mixer assembly (50, 110) as set forth in claim 1 wherein the main mixer swirler (102, 114, 116) is a radial swirler.

3. A mixer assembly (50, 110) as set forth in claim 1 further comprising a fuel manifold (94) positioned between the pilot mixer (52) and the main mixer (54, 112), said plurality of fuel injection ports (98) for introducing fuel into the main mixer cavity (92) being positioned on an exterior surface (100) of the fuel manifold (94).

4. A mixer assembly (50, 110) as set forth in claim 1 further comprising a barrier positioned between at least two of said plurality of swirlers (70, 72) in the pilot mixer (52), said barrier (78) having a converging inner surface (80) downstream from said swirlers (70, 72).

5. A mixer assembly (50, 110) as set forth in claim 4 wherein the barrier (78) has a diverging inner surface (80) downstream from said converging surface (80).

6. A mixer assembly (50, 110) as set forth in claim 1 wherein the pilot housing (60) obstructs a clear line of sight between the pilot mixer fuel nozzle (64) and the main housing (90).

7. A mixer assembly (110) as set forth in claim 1 wherein said main mixer swirler (114) is a first swirler (114) and the main mixer (112) includes a second swirler (116) positioned upstream from said plurality of fuel injection ports (98), said second swirler (116) having a plurality of vanes (120) for swirling air traveling through said second swirler (116) to mix air and the droplets of fuel dispensed by said plurality of fuel injection ports (98).

8. A mixer assembly (50, 110) as set forth in claim 1 in combination with a combustion chamber (32) comprising:

an annular outer liner (34) defining an outer boundary of the combustion chamber (32);

an annular inner liner (36) mounted inside the outer liner (34) and defining an inner boundary of the combustion chamber (32); and

an annular dome (38) mounted upstream from the outer liner (34) and the inner liner (36) and defining an upstream end of the combustion chamber (32), said mixer assembly (50, 110) being mounted on the dome (38) for delivering a mixture of fuel and air to the combustion chamber (32).

3. Detailed Description of Invention

BACKGROUND OF THE INVENTION

The present invention relates generally to gas turbine engine combustors, and more particularly to a combustor including a mixer having multiple injectors.

Fuel and air are mixed and burned in combustors of aircraft engines to heat flowpath gases. The combustors include an outer liner and an inner liner defining an annular combustion chamber in which the fuel and air are mixed and burned. A dome mounted at the upstream end of the combustion chamber includes mixers for mixing fuel and air. Ignitors mounted downstream from the mixers ignite the mixture so it burns in the combustion chamber.

Governmental agencies and industry organizations regulate the emission of nitrogen oxides (NOx), unburned hydrocarbons (HC), and carbon monoxide (CO) from aircraft.

These emissions are formed in the combustors and generally fall into two classes, those formed due to high flame temperatures and those formed due to low flame temperatures. In order to minimize emissions, the reactants must be well mixed so that burning will occur evenly throughout the mixture without hot spots which increase NOx emissions or cold spots which increase CO and

HC emissions. Thus, there is a need in the industry for combustors having improved mixing and reduced emissions.

Some prior art combustors such as rich dome combustors 10 as shown in Fig. 1 have mixers 12 which provide a rich fuel-to-air ratio adjacent an upstream end 14 of the combustor. Because additional air is added through dilution holes 16 in the combustor 10, the fuel-to-air ratio is lean at a downstream end 18 of a combustor opposite the upstream end 14. In order to improve engine efficiency and reduce fuel consumption, combustor designers have increased the operating pressure ratio of the gas turbine engines. However, as the operating pressure ratios increase, the combustor temperatures increase. Eventually the temperatures and pressures reach a threshold at which the fuel-air reaction occurs much faster than mixing. This results in local hot spots and increased NOx emissions.

Lean dome combustors 20 as shown in Fig. 2 have the potential to prevent local hot spots. These combustors 20 have two rows of mixers 22, 24 allowing the combustor to be tuned for operation at different conditions. The outer row of mixers 24 is designed to operate efficiently at idle conditions. At higher power settings such as takeoff and cruise, both rows of mixers 22, 24 are used, although the majority of fuel and air are supplied to the inner row of mixers. The inner mixers 22 are designed to operate most efficiently with lower NOx emissions at high power settings. Although the inner and outer mixers 22, 24 are optimally tuned, the regions between the mixers may have cold spots which produce increased HC and CO emissions.

SUMMARY OF THE INVENTION

Among the several features of the present invention may be noted the provision of a mixer assembly for use in a combustion chamber of a gas turbine engine.

The assembly includes a pilot mixer and a main mixer. The pilot mixer includes an annular pilot housing having a hollow interior, a pilot fuel nozzle mounted in the housing adapted for dispensing droplets of fuel to the hollow interior of the pilot housing, and a plurality of concentrically mounted axial swirlers positioned upstream from the pilot fuel nozzle. Each of the swirlers has a plurality of vanes for swirling air traveling through the respective swirler to mix air and the droplets of fuel dispensed by the pilot fuel nozzle. The main mixer includes a main housing surrounding the pilot housing defining an annular cavity, a plurality of fuel injection ports for introducing fuel into the cavity, and a swirler positioned upstream from the plurality of fuel injection ports having a plurality of vanes for swirling air traveling through the swirler to mix air and the droplets of fuel dispensed by the fuel injection ports.

Other features of the present invention will be in part apparent and in part pointed out hereinafter.

DETAILED DESCRIPTION OF THE PREFERRED EMBODIMENT

Corresponding reference characters indicate corresponding parts throughout the several views of the drawings.

Referring to the drawings and in particular to Fig. 3, a combustor of the present invention is designated in its entirety by the reference number 30. The combustor 30 has a combustion chamber 32 in which combustor air is mixed with fuel and burned. The combustor 30 includes an outer liner 34 and an inner liner 36. The outer liner 34 defines an outer boundary of the combustion chamber 32, and the inner liner 36 defines an inner boundary of the combustion chamber. An annular dome, generally designated by 38, mounted upstream from the outer liner 34 and the inner liner 36 defines an upstream end of the combustion chamber 32. Mixer assemblies or mixers of the present invention, generally designated by 50, are positioned on the dome 38. The mixer assemblies 50 deliver a mixture of fuel and air to the combustion chamber 32. Other features of the combustion chamber 30 are conventional and will not be discussed in further detail.

As illustrated in Fig. 4, each mixer assembly 50 generally comprises a pilot mixer, generally designated by 52, and a main mixer, generally designated by 54, surrounding the pilot mixer. The pilot mixer 52 includes

an annular pilot housing 60 having a hollow interior 62.

A pilot fuel nozzle, generally designated by 64, is mounted in the housing 60 along a centerline 66 of the mixer 50. The nozzle 64 includes a fuel injector 68 adapted for dispensing droplets of fuel into the hollow interior 62 of the pilot housing 60. It is envisioned that the fuel injector 68 may include an injector such as described in U.S. Patent No. 5,435,884, which is hereby incorporated by reference.

The pilot mixer 52 also includes a pair of concentrically mounted axial swirlers, generally designated by 70, 72, having a plurality of vanes 74, 76, respectively, positioned upstream from the pilot fuel nozzle 64. Although the swirlers 70, 72 may have different numbers of vanes 74, 76 without departing from the scope of the present invention, in one embodiment the inner pilot swirler has 10 vanes and the outer pilot swirler has 10 vanes. Each of the vanes 74, 76 is skewed relative to the centerline 66 of the mixer 50 for swirling air traveling through the pilot swirler 52 so it mixes with the droplets of fuel dispensed by the pilot fuel nozzle 64 to form a fuel-air mixture selected for optimal burning during ignition and low power settings of the engine. Although the pilot mixer 52 of the disclosed embodiment has two axial swirlers 70, 72, those skilled in the art will appreciate that the mixer may include more swirlers without departing from the scope of the present invention. As will further be appreciated by those skilled in the art, the swirlers 70, 72 may be configured alternatively to swirl air in the same direction or in opposite directions. Further, the pilot interior 62 may be sized and the pilot

inner and outer swirler 70, 72 airflows and swirl angles may be selected to provide good ignition characteristics, lean stability and low CO and HC emissions at low power conditions.

A cylindrical barrier 78 is positioned between the swirlers 70, 72 for separating airflow traveling through the inner swirler 70 from that flowing through the outer swirler 72. The barrier 78 has a converging-diverging inner surface 80 which provides a fuel filming surface to aid in low power performance. Further, the housing 60 has a generally diverging inner surface 82 adapted to provide controlled diffusion for mixing the pilot air with the main mixer airflow. The diffusion also reduces the axial velocities of air passing through the pilot mixer 52 and allows recirculation of hot gasses to stabilize the pilot flame.

The main mixer 54 includes a main housing 90 surrounding the pilot housing 60 and defining an annular cavity 92. A fuel manifold 94 having an annular housing 96 is mounted between the pilot housing 60 and the main housing 90. The manifold 94 has a plurality of fuel injection ports 98 on its exterior surface 100 for introducing fuel into the cavity 92 of the main mixer 54.

Although the manifold 94 may have a different number of ports 98 without departing from the scope of the present invention, in one embodiment the manifold has a forward row consisting of 20 evenly spaced ports and an aft row consisting of 20 evenly spaced ports. Although the ports 98 are arranged in two circumferential rows in the embodiment shown in Fig. 4, those skilled in the art will appreciate that they may be arranged in other

configurations without departing from the scope of the present invention. As will be understood by those skilled in the art, using two rows of fuel injector ports at different axial locations along the main mixer cavity provides flexibility to adjust the degree of fuel-air mixing to achieve low NOx and complete combustion under variable conditions. In addition, the large number of fuel injection ports in each row provides for good circumferential fuel-air mixing. Further, the different axial locations of the rows may be selected to prevent combustion instability.

By positioning the annular housing 96 of the fuel manifold 94 between the pilot mixer 52 and the main mixer 54, the mixers are physically separated. Further, the pilot housing 60 and fuel manifold 94 obstructs a clear line of sight between the pilot mixer fuel nozzle 64 and the main housing cavity 92. Thus, the pilot mixer 52 is sheltered from the main mixer 54 during pilot operation for improved pilot performance stability and efficiency and reduced CO and HC emissions. Further, the pilot housing 60 is shaped to permit complete burnout of the pilot fuel by controlling the diffusion and mixing of the pilot flame into the main mixer 54 airflow. As will also be appreciated by those skilled in the art, the distance between the pilot mixer 52 and the main mixer 54 may be selected to improve ignition characteristics, combustion stability at high and lower power and low CO and HC emissions at low power conditions.

The main mixer 54 also includes a swirler 102 positioned upstream from the plurality of fuel injection ports 98. Although the main swirler 102 may have other

configurations without departing from the scope of the present invention, in one embodiment the main swirler is a radial swirler having a plurality of radially skewed vanes 104 for swirling air traveling through the swirler 102 to mix the air and the droplets of fuel dispensed by the ports 98 in the manifold housing 96 to form a fuel-air mixture selected for optimal burning during high power settings of the engine. Although the swirler 102 may have a different number of vanes 104 without departing from the scope of the present invention, in one embodiment the main swirler has 32 vanes. The main mixer 54 is primarily designed to achieve low NO_x under high power conditions by operating with a lean air-fuel mixture and by maximizing the fuel and air pre-mixing. The radial swirler 102 of the main mixer 54 swirls the incoming air through the radial vanes 104 and establishes the basic flow field of the combustor 30. Fuel is injected radially outward into the swirling air stream downstream from the main swirler 102 allowing for thorough mixing within the main mixer cavity 92 upstream from its exit. This swirling mixture enters the combustor chamber 32 where is burned completely.

A second embodiment of the mixer 110 shown in Fig. 5, includes a main mixer 112 having two swirlers, generally designated by 114, 116, positioned upstream from the plurality of fuel injection ports 96. Each of the swirlers 114, 116 has a plurality of vanes 118, 120, respectively, for swirling air traveling through the respective swirler to mix the air and the droplets of fuel dispensed by the ports 96 in the manifold 94 to form a fuel-air mixture selected for optimal burning during high power settings of the engine. Although the swirlers 114,

116 may have different numbers of vanes 118, 120 without departing from the scope of the present invention, in one embodiment the forward main swirler has 32 vanes and the rearward main swirler has 32 vanes. Both swirlers 114, 116 are radial swirlers and each of the vanes 118, 120 is a radially skewed vane. As will be appreciated by those skilled in the art, the swirlers 114, 116 may be configured alternatively to swirl air in the same direction or in opposite directions. However, counter-rotating swirlers 114, 116 provide increased turbulence and mixing within the main mixer cavity 92 which results in improved main mixer fuel-air pre-mixing and reduced NOx emissions. As the mixer of the second embodiment is identical to the mixer 50 of the first embodiment in all other respects, it will not be described in further detail.

In operation, only the pilot mixer is fueled during starting and low power conditions where stability and low CO/HC emissions are critical. The main mixer is fueled during high power operation including takeoff, climb and cruise conditions. The fuel split between the pilot and main mixers is selected to provide good efficiency and low NOx emissions as is well understood by those skilled in the art.

When introducing elements of the present invention or the preferred embodiment(s) thereof, the articles "a", "an", "the" and "said" are intended to mean that there are one or more of the elements. The terms "comprising", "including" and "having" are intended to be inclusive and mean that there may be additional elements other than the listed elements.

As various changes could be made in the above constructions without departing from the scope of the invention, it is intended that all matter contained in the above description or shown in the accompanying drawings shall be interpreted as illustrative and not in a limiting sense.

4. Brief Description of Drawings

Fig. 1 is a vertical cross section of an upper half of a conventional rich dome combustor;

Fig. 2 is a vertical cross section of an upper half of a conventional lean dome combustor;

Fig. 3 is a vertical cross section of an upper half of a combustor of the present invention;

Fig. 4 is a vertical cross section of a mixer assembly of a first embodiment of the present invention; and

Fig. 5 is a vertical cross section of a mixer assembly of a second embodiment of the present invention.

FIG. 1
(PRIOR ART)

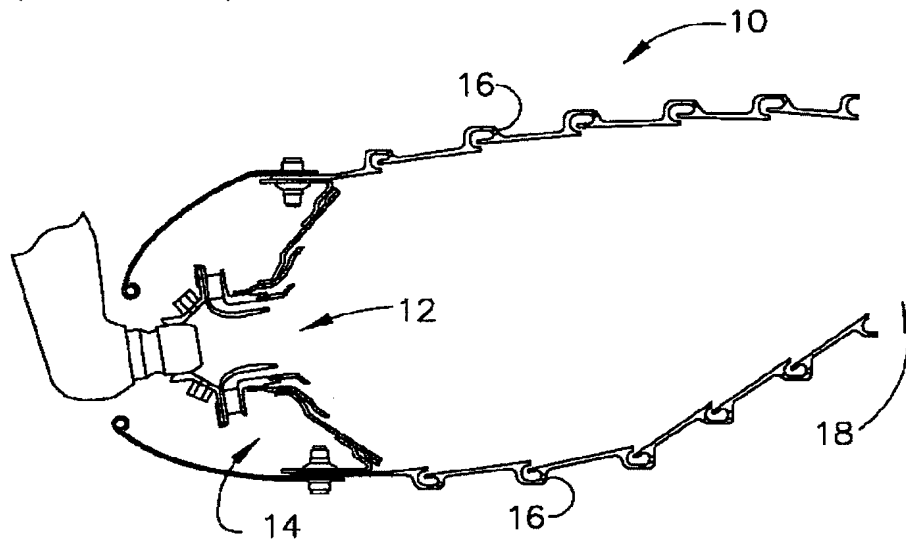


FIG. 2
(PRIOR ART)

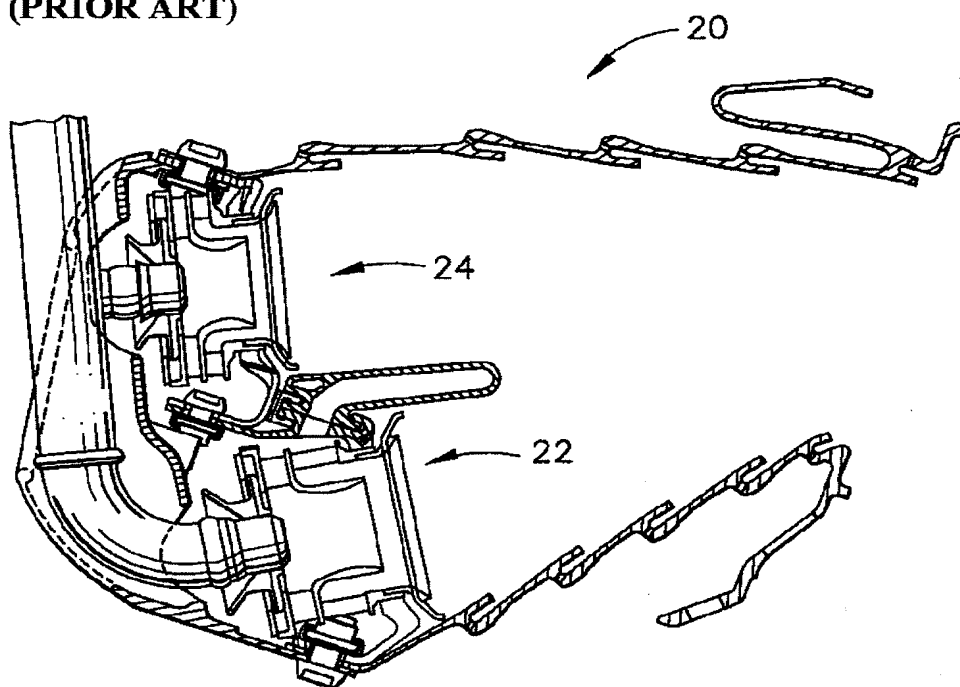


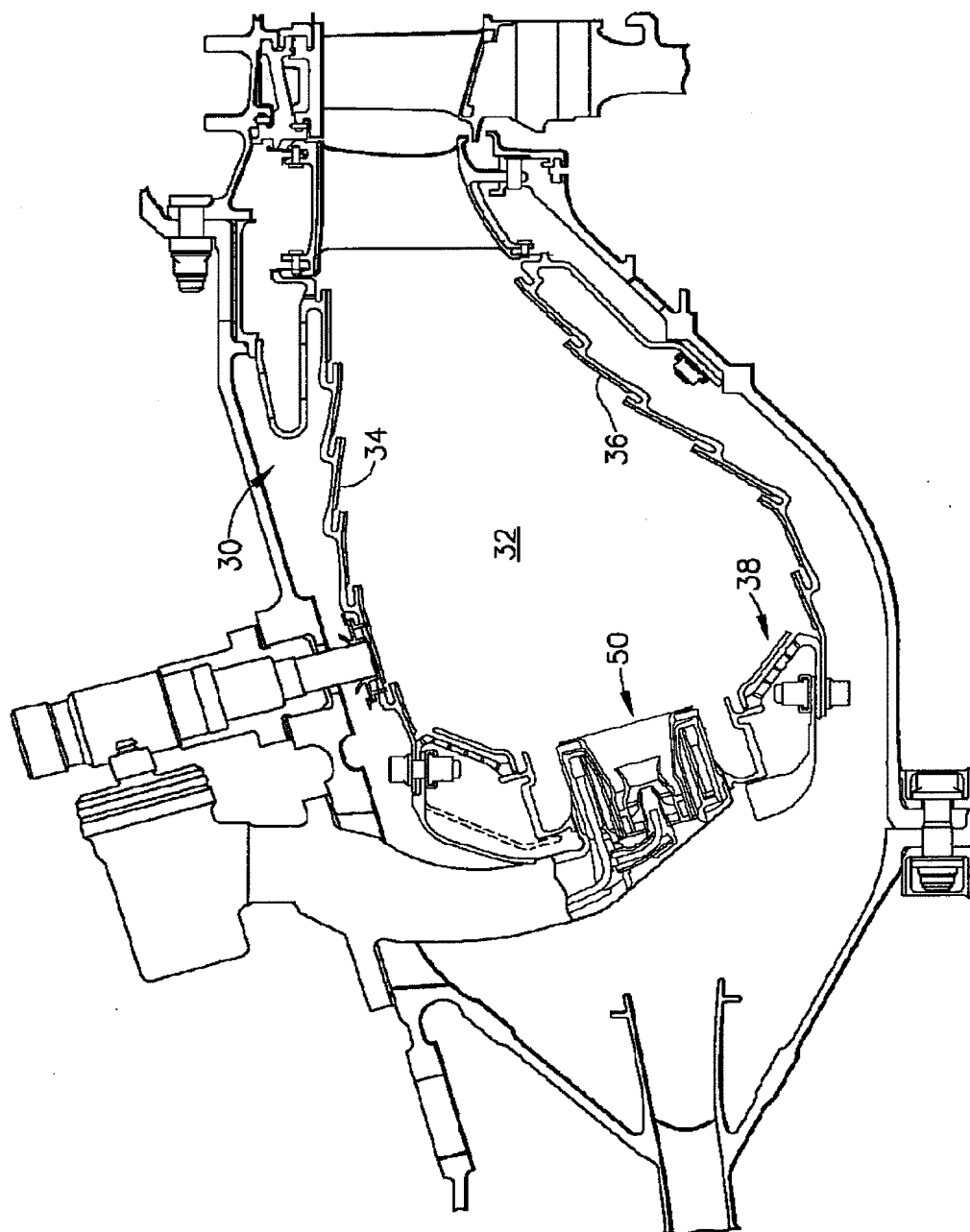
FIG. 3

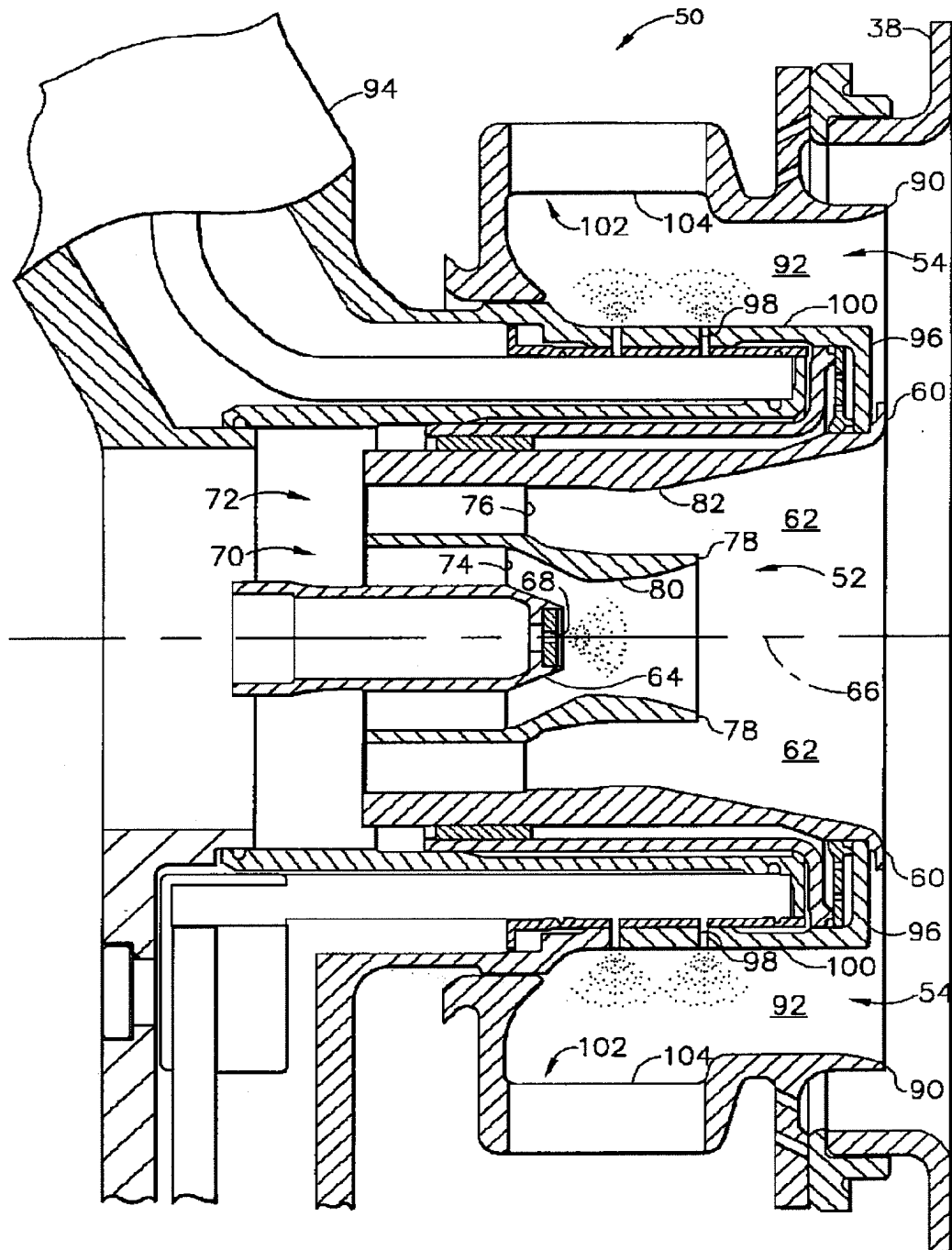
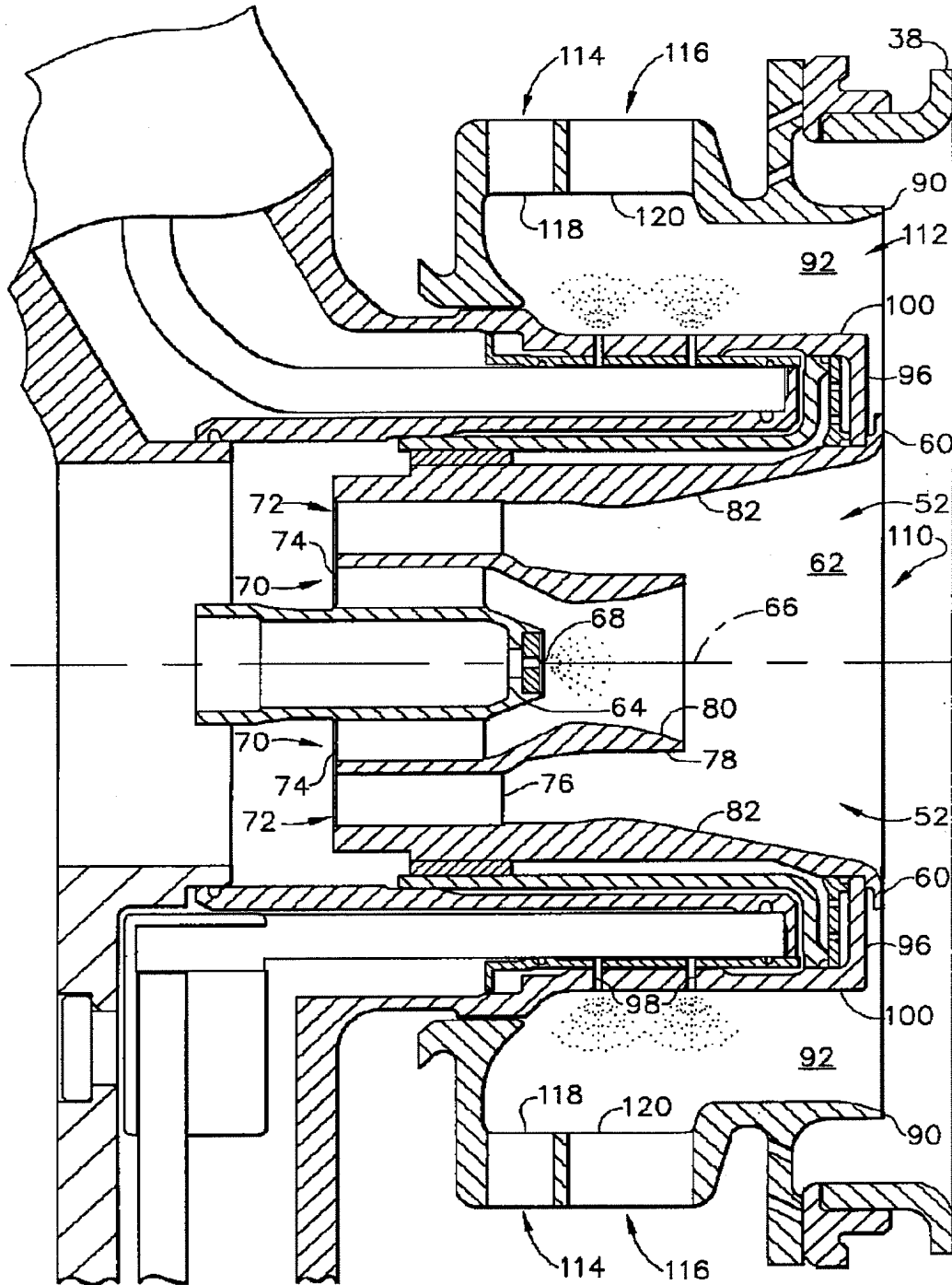
FIG. 4

FIG. 5

1. Abstract

A mixer assembly (50, 110) for use in a combustion chamber (32) of a gas turbine engine. The assembly (50, 110) includes a pilot mixer (52) and a main mixer (54, 112). The pilot mixer (52) includes an annular pilot housing (60) having a hollow interior (62), a pilot fuel nozzle (64) mounted in the housing (60) adapted for dispensing droplets of fuel to the hollow interior (62) of the pilot housing (60), and a plurality of concentrically mounted axial swirlers (70, 72) positioned upstream from the pilot fuel nozzle (64). Each of the swirlers (70, 72) has a plurality of vanes (74, 76) for swirling air traveling through the respective swirler (70, 72) to mix air and the droplets of fuel dispensed by the pilot fuel nozzle (64). The main mixer (54, 112) includes a main housing (90) surrounding the pilot housing (60) defining an annular cavity (92), a plurality of fuel injection ports (98) for introducing fuel into the cavity (92), and a swirler (102, 114, 116) positioned upstream from the plurality of fuel injection ports (98) having a plurality of vanes (104, 118, 120) for swirling air traveling through the swirler (102, 114, 116) to mix air and the droplets of fuel dispensed by the fuel injection ports (98).

2. Representative Drawing: Figure 4